

文章编号:1674-8190(2019)04-528-08

座舱及进气道对某飞翼布局电磁散射影响

刘战合¹, 王菁¹, 王晓璐¹, 周鹏², 石金祥¹

(1. 郑州航空工业管理学院 航空工程学院, 郑州 450046)

(2. 郑州航空工业管理学院 电子通信工程学院, 郑州 450046)

摘要: 座舱和进气道对飞行器隐身性能有重要作用。为分析座舱及进气道的散射影响特性,建立了四种包含不同部件的电磁模型,结合物理光学法和雷达截面积(RCS)均值相对增值概念,研究了 RCS 曲线分布影响、俯仰角响应特性、频率响应特性。结果表明:考虑隐身设计的座舱和进气道不改变散射分布特性,RCS 曲线分布特性相似;俯仰角增加,座舱影响较小,进气道、混合座舱和进气道前向、后向、周向角域相对增值震荡性递增,频率增加,座舱对电磁散射影响不大,进气道、混合座舱和进气道的前向、后向角域的相对增值震荡减小。座舱对电磁散射影响较小,前向相对增值位于 $-2.4\sim 1$ dB 之间,进气道对电磁散射影响较大,前向相对增值为 $2\sim 12$ dB。

关键词: 座舱;进气道;电磁散射;隐身;RCS

中图分类号: V218; TN011

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.04.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Influence of Cockpit and Inlet on Electromagnetic Scatterings for a Flying-wing Configuration

Liu Zhanhe¹, Wang Jing¹, Wang Xiaolu¹, Zhou Peng², Shi Jinxiang¹

(1. School of Aeronautic Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

(2. School of Electronics and Communication Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

Abstract: The cockpit and inlet play an important role for aircraft stealth performance. In order to analyze the scattering characteristics of cockpit and inlet, four kinds electromagnetic models with different components are established. The influence of radar cross section(RCS) curve distribution, response of pitch angle and frequency are studied with Physical Optics method and RCS relative mean value. The results show that the scattering distribution is not changed by the cockpit and inlet with consideration of stealth design, and their distributions characteristics are similar. When the pitch angle increases, there exists small influence for the cockpit and the RCS relative mean values in nose, rear and circumferential directions of angular domains of inlet and mixed cockpit with inlet increase oscillatorily. When the frequency increases, there exist little effect on electromagnetic scattering of cockpit, and the the RCS relative mean values in nose and rear directions of inlet and mixed cockpit with inlet decrease oscillatorily. The influence of cockpit on electromagnetic scattering is weak, and the relative value in nose direction is between -2.4 to 1 dB; while the inlet has greater impact on electromagnetic scattering, and the relative value in nose direction is between 2 to 12 dB.

Key words: cockpit; inlet; electromagnetic scatterings; stealth; RCS; aircraft

收稿日期:2018-03-26; 修回日期:2018-05-25

基金项目:国家重点基础研究计划(973 计划)(61320);航空科学基金(2016ZA55001,2015ZD55005);河南省科技攻关计划(182102210444, 152102210137);河南省自然科学基金(182300410159);郑州航空工业管理学院青年骨干教师资助计划(2017-12)

通信作者:刘战合, nwpulzh@163.com

引用格式:刘战合, 王菁, 王晓璐, 等. 座舱及进气道对某飞翼布局电磁散射影响[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 528-535.

Liu Zhanhe, Wang Jing, Wang Xiaolu, et al. Influence of cockpit and inlet on electromagnetic scatterings for a flying-wing configuration[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(4): 528-535. (in Chinese)

0 引言

飞翼是现代军用飞行器的重要布局型式,具有升力大、航程远、高隐身性能等优势^[1-3],可用于执行轰炸(例如美军 B-2 隐身轰炸机)、对地攻击、空中加油等任务,随着飞翼飞行控制技术的发展,该布局型式也成为军用无人机的重要方式,例如美军 X-47B、X-45C、X-45A 等无人作战飞行器等。随着探测技术的发展和更新,对军用飞行器的突防能力提出了更高要求,实现的重要技术途径是隐身性能^[4-6]。通常执行轰炸、对地攻击等任务的飞行器面临的探测器多数来自前方,同时,执行任务结束后,其后向将朝向探测方向,因此,其隐身性能的主要需求体现在前向和尾向一定范围内^[7-9]。

为了提高隐身性能,飞翼布局飞行器通常采用埋入式弹舱、吸波材料、座舱玻璃镀膜、进气道口面锯齿化等技术以降低可探测信号^[10-12]。即使采用了诸多手段,进气道、座舱依然是影响隐身性能的重要组成部分^[4-5]。张彬乾等^[1]研究飞翼布局的气动、隐身综合设计方法;M. V. Sevoor 等^[6]采用射线追踪法研究了几种不同布局飞翼的单站散射特性;张乐等^[11]对飞翼布局的进气道气动、隐身设计进行了研究,分析座舱和进气道对飞翼布局的影响较少。

本文以美军 B-2 隐身轰炸机为基础,建立电磁分析模型,采用物理光学法(Physical Optics,简称 PO),计算不同状态(俯仰角、频率)下的 RCS 曲线,基于 RCS 均值相对增值概念,研究并分析座舱、进气道及二者兼具时对飞翼布局电磁散射贡献,为飞行器隐身设计提供技术参考。

1 基于 B-2 的飞翼布局电磁模型

以美军 B-2 隐身轰炸机为基础,建立四种三维实体电磁分析模型,依次定义为 A、B、C、D,如图 1 所示,A 为无进气道、座舱的电磁模型,B 为仅含座舱的电磁模型,C 为仅含两个进气道的电磁模型,D 为含座舱、进气道的电磁模型。以 A 模型为基础,结合 B、C、D 逐次分析座舱、进气道、座舱和进气道对电磁散射的影响,其中座舱、进气道均采用曲面融合技术提高隐身性,进气道口面采用锯齿化处理。飞翼布局几何尺寸为:机身长 21.2 m、翼展

52.4 m、高 4.54m、后掠角 29.9°。

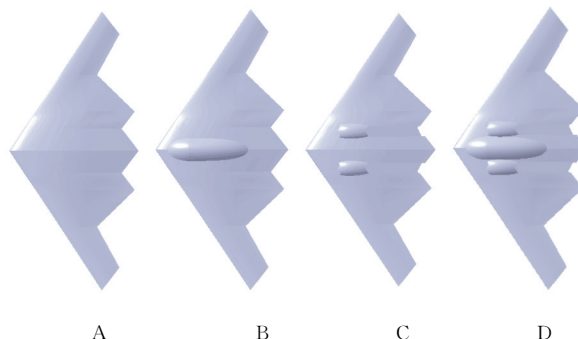


图1 飞行器电磁计算模型

Fig. 1 Electromagnetic computation models of aircrafts

如前所述,对本文研究对象的隐身轰炸机,在执行任务过程中,将面临来自敌方的多种平台探测器的跟踪、识别风险,考虑到飞翼布局基本不会有较大的机动动作,因此,研究时重点考虑前向和后向的隐身特性,本文中以飞行器前向 30°(H-30)、后向 30°(T-30)散射影响为主要研究内容,并兼顾侧向 30°(S-30)、周向 360°(W-360)角域散射特性。考虑到探测器频率的多样性,计算分析时入射电磁波频率分别包含 1、3、6、10、15 GHz;同时,飞行器方位角为 0°~360°,俯仰角设定为 -10°、-5°、0°、5°、10°。

2 计算方法与精度验证

对本文计算目标,入射电磁波频率 1、3、6、10、15 GHz 分别对应的电尺寸为 174.7、524、1 048、2 620,为典型的电大尺寸。用于飞行器目标的 RCS 计算方法可以分为低频和高频算法,低频方法如多层快速多极子算法(Multilevel Fast Multipole Algorithm,简称 MLFMA)^[13-14]、时域有限差分法(Finite Difference Time Domain,简称 FDTD)尽管具有较高的计算精度,但在处理电大尺寸目标问题上会面临内存占用、计算速度、计算精度的较大难度,甚至不能完成计算;而高频算法如等效电流法、物理绕射理论、一致绕射理论等在处理电大尺寸问题上有较大优势,但计算精度较低。物理光学法与 MLFMA 同样基于表面积分方程,为提高计算速度,物理光学法仅保留了 MLFMA^[15]的面元自身耦合强散射作用,将面元之间的弱耦合散射作用忽略(适用于处理光滑目

标),保留了 MLFMA 的部分高精度优势。对本文电大尺寸光滑目标,忽略局部结构之间的弱散射作用,可采用物理光学法进行计算分析。基于切平面近似,得到面元上的 RCS 平方根为

$$\sqrt{\sigma} = -j \frac{k}{\sqrt{\pi}} \int_{s_1} \hat{\mathbf{n}}(\hat{\mathbf{e}}_r \times \hat{\mathbf{h}}_i) \exp[jk\mathbf{r}(\hat{\mathbf{i}} \times \hat{\mathbf{s}})] dS \quad (1)$$

式中: k 为入射波波数; $\hat{\mathbf{n}}$ 为计算面元法向单位矢量; $\hat{\mathbf{e}}_r$ 为接收设备电场单位矢量; $\hat{\mathbf{h}}$ 为发射设备磁场单位矢量; \mathbf{r} 为从局部源到表面单元的位置矢量; $\hat{\mathbf{i}}$ 为电磁波入射方向单位矢量; $\hat{\mathbf{s}}$ 为电磁波散射方向单位矢量,对式(1)在平面面元上展开即可计算该面元电磁散射。

基于目标网格划分,对所有散射面元求和,按相位叠加得到:

$$\sigma = \left| \sum_i \sqrt{\sigma_i} \right|^2 \quad (2)$$

为了验证本文采用的 PO 方法数值结果正确性,以直角等腰三角形金属柱(直角边边长为 1 m,金属柱高 1 m)为计算分析对象,入射电磁波波长 0.1 m,俯仰角 0° 。分别采用 PO 和高精度 MLFMA 计算,RCS 曲线对比结果如图 2 所示,由于为等腰直角三角形,仅计算 $0^\circ \sim 180^\circ$ 角域范围(即沿等腰直角三角形高线对称的一半角域计算)。其中 MLFMA(MOM)计算结果为 HH 极化。

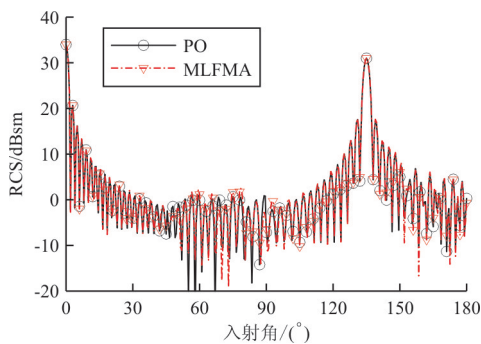


图 2 金属柱 RCS 计算对比曲线

Fig. 2 RCS comparison curves of metal pillar

从图 2 可以看出:二者 RCS 计算曲线吻合很好, $0^\circ \sim 180^\circ$ 角域物理光学法和 MLFMA 误差为 0.863 5 dB,其中 $90^\circ \sim 180^\circ$ 实际上接近于平板散射效果,表明 PO 方法有足够好的计算精度,可用于本文的光滑研究对象及其高频段 RCS 计算分析。

3 电磁散射影响研究方法

由于 RCS 对入射角较为敏感,飞行器隐身性能分析时主要关注一定角域内 RCS 均值。以均值来量化对应角域内的 RCS 幅值大小,RCS 均值一般分为算术均值和几何均值。令电磁波入射角范围及角域为 $[a, b]$, a, b 分别为入射电磁波起始、结束入射角, N 为 $[a, b]$ 角域上 RCS 采样点数目,可以将角域 $[a, b]$ 上的对应的 RCS 算术均值 $\bar{\sigma}_{a,m^2}^b$ 表示为

$$\bar{\sigma}_{a,m^2}^b = \frac{\sum_{i=1}^N \sigma_{m^2,i}}{N} \quad (3)$$

$$\bar{\sigma}_{a,m^2}^b = \left(\prod_{i=1}^N \sigma_{m^2,i} \right)^{\frac{1}{N}} \quad (4)$$

式中: $\sigma_{m^2,i}$ 为第 i 个人射角上的 RCS,单位为 m^2 ; $\bar{\sigma}_{a,m^2}^b$ 为对应角域内的 RCS 几何均值。

本文中 RCS 计算结果单位为 dBsm,记第 i 个人射角的 RCS 为 $\sigma_{dBsm,i}$,而 $\sigma_{dBsm,i}$ 在 RCS 较小时将会小于 0 dBsm,引起分析不便,因而主要讨论其算术均值:

$$\bar{\sigma}_{a,dBsm}^b = \frac{\sum_{i=1}^N \sigma_{dBsm,i}}{N} = 10 \lg \left(\prod_{i=1}^N \sigma_{m^2,i} \right)^{\frac{1}{N}} \quad (5)$$

为了研究在关注角域内的电磁散射影响规律,首先结合不同飞行器(电磁模型 A、B、C、D) RCS 散射曲线分布特点对比,并结合散射峰值幅值、宽度、位置及其变化特性来分析座舱、进气道的电磁散射影响。

为了量化分析其影响特点,区别于采用单独研究部件电磁散射特性的方法^[11-12],本文以飞行器整机为基础平台,分别将研究对象座舱、进气道、座舱和进气道与平台结合,通过相互比较来研究各部件电磁散射影响。

基于以上考虑,为了分析方便,定义电磁模型 B、A 在同一角域内的 RCS 算术均值的相对增值如下:

$$\delta_{B-A} = \bar{\sigma}_B - \bar{\sigma}_A \quad (6)$$

式中: $\bar{\sigma}_B, \bar{\sigma}_A$ 分别为电磁模型 B、A 在对应入射角域内的 RCS 算术均值,可由(5)式求出; δ_{B-A} 为 RCS 相对增值,单位为 dB。对模型 C 和 D 相应变为 $\delta_{C-A}, \delta_{D-A}$ 。

从式(6)可以看出:例如 δ_{B-A} 大于 0 dB,表明电磁模型 B 相对 A 在关注角域内的电磁散射信号增强,而隐身性能减弱,即对 A 和 B 来说,座舱会增加该角域内的 RCS,降低隐身性能, δ_{B-A} 越大,电磁散射影响越大,隐身性能降低越明显。

4 电磁模型散射特性影响

4.1 座舱及进气道对 RCS 曲线特性影响

本文重点关注座舱和进气道对飞行器整机电磁散射的影响,以整机为基础,通过不同部件的相互对比来分析。考虑到飞翼本身具有较高的隐身性能,为了不破坏飞翼布局飞行器的高隐身性,座舱采用曲面光滑过渡,进气道为锯齿型口面,且方向平行于机翼前后缘方向,提高隐身性能。鉴于各频率、俯仰角下的影响特性类似,以俯仰角 0° 时、入射电磁波频率 3 GHz 为例进行分析,四种电磁模型 RCS 对比曲线如图 3 所示。

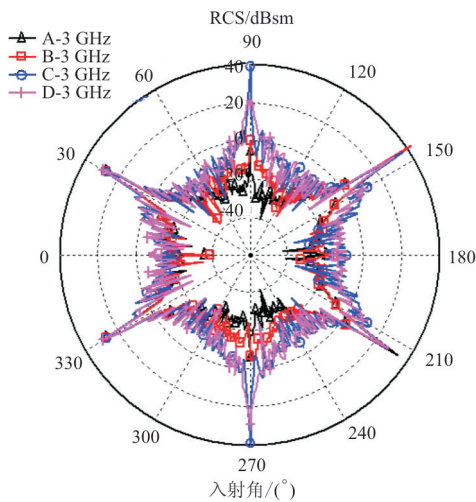


图 3 四种模型 RCS 曲线(3 GHz)

Fig. 3 RCS curves of four models(3 GHz)

从图 3 可以看出:电磁模型 A、B、C、D 的 RCS 曲线分布具有一定的相似性,沿周向方位角依次在 30° (波峰 1)、 90° (波峰 2)、 46° (波峰 3)左右对称分布有 6 个散射波峰,由于四种模型的区别仅在于座舱和进气道,且考虑了隐身设计,RCS 散射特性接近。波峰 1 为飞行器前缘的镜面散射,该波峰位置 30° 与飞行器后掠角 29.9° 一致;波峰 2 位于侧向 90° ,该波峰为机翼、机身、进气道、座舱等飞行器部件在侧向的镜面散射、绕射的综合表现;波峰 3 位

机翼后缘的镜面散射综合表现,后缘采用锯齿型方式,将后向散射转化到波峰 3 对应位置,有效提高了后向隐身性能。

从 RCS 曲线整体分布特点来看,四种模型以 6 个波峰为核心,具有典型的隐身特性。

从曲线分布来看,座舱和进气道考虑了部分隐身设计,但其对飞行器电磁散射特性有一定影响。与 A 相比较,电磁模型 B、C、D 的散射曲线依次向外扩散,说明座舱、进气道、座舱和进气道散射影响依次增加;同时考虑隐身设计平滑过渡的座舱影响较小,而进气道、座舱和进气道的影响较大,且 C 和 D 接近。

从波峰分布和峰值大小变化规律来看,隐身处理后的座舱、进气道等部件并不影响波峰分布特点。对机翼前缘镜面散射的波峰 1,仅考虑座舱的电磁模型 B 几乎不产生影响,而包含进气道的 C 和 D 模型对波峰 1 有一定贡献,使其波峰宽度变大,这是由于进气道口面采用锯齿化形状,而锯齿化边与前缘镜面散射叠加增加了散射强度和影响角域。对波峰 2,座舱、进气道、座舱和进气道电磁影响依次增大,且变化范围较大,表现在波峰强度和宽度两方面,如前所述,波峰 2 电磁散射主要由机翼、机身、座舱、进气道侧向投影面积决定,而对侧向,座舱、进气道侧向面积相对较大,其镜面散射的耦合散射表现为重要组成部分。对波峰 3,与波峰 1 类似,为机翼后缘和进气道尾喷口锯齿型口面的综合表现,座舱表现并不明显。

隐身性能主要从前向和后向一定角域来研究,从曲线分布来看,四种模型的曲线在前向角域内,曲线接近,说明本文考虑隐身化措施的座舱和进气道对前向散射影响较小;对后向角域,可以看出:模型 B、C、D 散射依次增强,表明响应各部件影响依次变大。

4.2 RCS 相对增值分析

相对增值包含 δ_{B-A} 、 δ_{C-A} 、 δ_{D-A} ,对电磁模型 A、B、C、D,C 仅含进气道,可视为无人飞行器,D 含座舱和进气道,为有人飞行器电磁模型。尽管模型有所不同,但四种模型的 RCS 相对增值变化规律相似,以 δ_{D-A} 为例进行分析,研究 H-30、S-30、T-30、W-360 角域内的 RCS 相对增值特点,进而分析对应部件的电磁散射影响。各种状态下 δ_{D-A} 的 RCS

相对增值如表 1 所示。

表 1 模型 D 和 A 的 RCS 相对增值

Table 1 RCS relative value of model A and D

| 频率/ GHz | 俯仰角/ (°) | RCS 相对增值/dB | | | |
|------------|-------------|-------------|----------|----------|----------|
| | | H-30 | S-30 | T-30 | W-360 |
| 1 | 0 | 8.885 0 | 20.450 6 | 22.572 2 | 12.622 6 |
| 3 | -10 | 2.207 4 | 19.065 1 | 4.114 8 | 7.889 1 |
| 3 | -5 | 3.353 3 | 22.375 7 | 6.106 4 | 9.090 3 |
| 3 | 0 | 7.160 6 | 25.070 6 | 13.108 7 | 11.947 0 |
| 3 | 5 | 12.032 6 | 20.797 3 | 25.194 2 | 15.618 9 |
| 3 | 10 | 11.648 4 | 15.015 4 | 18.643 5 | 11.890 7 |
| 6 | 0 | 5.063 9 | 24.189 3 | 12.241 5 | 10.947 5 |
| 10 | 0 | 5.152 5 | 28.874 8 | 7.122 2 | 9.834 9 |
| 15 | 0 | 2.898 1 | 27.354 4 | 12.084 4 | 9.609 4 |

从表 1 可以看出:座舱和进气道对飞行器电磁散射有重要影响,且因入射电磁波频率、俯仰角的变化而变化。前向和后向角域是飞行器隐身性能影响的重要角域,在前向和后向 30°角域,即 H-30、T-30,座舱和进气道的出现会在一定程度上增加该角域内的散射强度,且前向的影响较小,大多在 10 dB 以内,以满足前向隐身性能需求;而后向角域内影响较大,俯仰角为 0°时,RCS 相对增值在 10 dB 以上,最高时达 22.572 2 dB。对侧向 30°和周向,即 S-30、W-360,结合图 3 的侧向波峰变化趋势,可以看出:座舱和进气道对侧向角域贡献最大,在 15~28 dB 以内,明显强于前向和后向影响,而对无需太多机动飞行的飞翼类型,侧向角域散射强度的增加对隐身性能影响不大;对周向 360°角域,相对增值在 10 dB 左右,为座舱和进气道在周向 RCS 散射特性的影响,尤其受侧向峰值和相对增值影响较明显。可见,座舱和进气道的电磁散射影响大小依次为:S-30、T-30、W-360、H-30。同时,可以看出,俯仰角增加时,相对增值增大,而频率变化时增值振荡变化。

4.3 小结

四种模型的 RCS 曲线分布相似,具有较好的隐身性能;座舱、进气道的电磁散射影响在侧向最为明显,其次是后向、前向;考虑隐身设计的座舱和进气道不会产生前向和后向散射波峰,从而利于飞行器隐身。

5 座舱及进气道电磁散射特性影响

根据执行任务面临探测器特点,从两方面分析。一是来自不同方位角的雷达探测,即方位角和俯仰角的变化影响,计算时,每条 RCS 曲线已经计入方位角,因此主要分析俯仰角影响,即俯仰角响应特性;二是探测器不同的频率,需要研究多个不同频率下的座舱、进气道散射影响,即频率响应特性。

5.1 俯仰角响应特性

与上述分析角域相似,对隐身性能影响较为明显的前向 30°角域(H-30)、后向 30°角域(T-30),及侧向 30°角域(S-30)、周向 360°角域(W-360),采用 RCS 相对增值来分析响应模型部件带来的电磁散射影响。H-30、T-30 角域 RCS 相对增值随俯仰角变化曲线如图 4 所示, S-30、W-360 角域 RCS 相对增值随俯仰角变化曲线如图 5 所示,入射电磁波为 3 GHz。

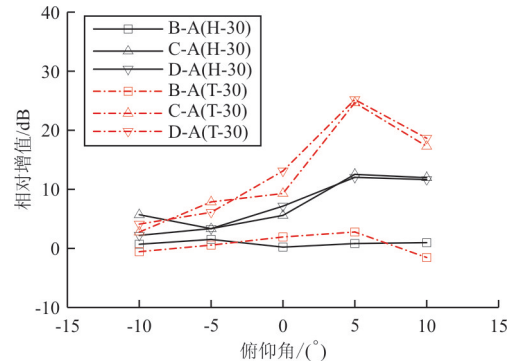


图 4 相对增值俯仰角响应曲线(H-30、T-30)
Fig. 4 Response curves of relative values with pitch angle (H-30, T-30)

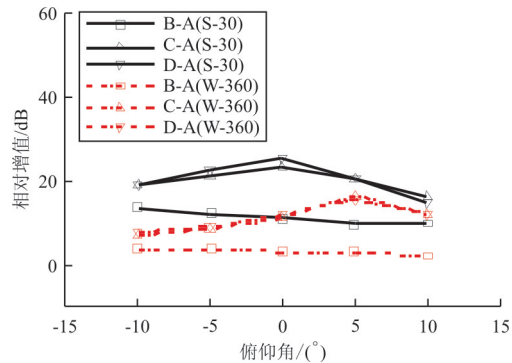


图 5 相对增值俯仰角响应曲线(S-30、W-360)
Fig. 5 Response curves of relative values with pitch angle (S-30, W-360)

从图4~图5可以看出:俯仰角变化时,四个角域内相对增值基本大于0 dB,表明在较小的俯仰角范围内,座舱、进气道均会增加四个角域内的电磁散射,不同程度的降低隐身性能。

从图4可以看出:对H-30,俯仰角由 -10° ~ 10° 增加时,B的相对增值变化幅值较小,在0~2 dB之间,说明考虑隐身的座舱对前向30角域隐身影响较小;而C和D模型在俯仰角增大时,相对均值有较大增加,结合表1,变化范围为2~12 dB,这是由于俯仰角的变化引起进气道口面角度的变化,产生了部分较强的耦合散射,同时也说明,俯仰角变化时,座舱对前向角域RCS影响不大,而进气道影响相对较强。对T-30,相对值均值变化特性基本一致,但进气道对电磁散射影响更为明显,俯仰角增加时,B的相对增值与前向角域变化接近,C、D的相对增值在 5° 时甚至达20 dB以上,因此,对后向来说,有必要进一步提高进气道尾喷口隐身性能。总体来看,考虑隐身的座舱对RCS相对增值影响较小,进气道影响较为明显(尽管从RCS曲线来看,本文锯齿化口面进气道在前向和后向并无散射峰值,具有较好隐身性),同时,座舱和进气道的影响与单个进气道的影响接近。

从图5可以看出:俯仰角变化时,侧向和周向RCS相对增值的影响较小,同时具有与前向和后向角域部分类似规律。对S-30,对于同一模型,相对增值变化较小,这是由于俯仰角的变化不会引起侧向散射机理的变化;对W-360,模型B相对增值接近于0 dB,且随俯仰角变化较小,而对C和D,鉴于考虑到前向、后向、侧向的综合贡献,相对增值随俯仰角变大有一定增加。

综上所述,考虑隐身的座舱的模型B相对增值较小,且俯仰角的变化对其影响较小,考虑进气道的模型C、进气道和座舱综合作用的模型D散射特性接近,且相对增值较模型B大;俯仰角对不同角域有不同影响,T-30影响最大,其次是H-30、S-30、W-360。因此,要进一步提高飞行器隐身性能,可减小进气道在前向、后向的RCS散射。

5.2 频率响应特性

为了进一步研究频率对相对增值的影响,H-30、T-30角域RCS相对增值随频率变化曲线如图6所示,S-30、W-360角域RCS相对增值随频率变化曲线如图7所示,俯仰角为 0° 。

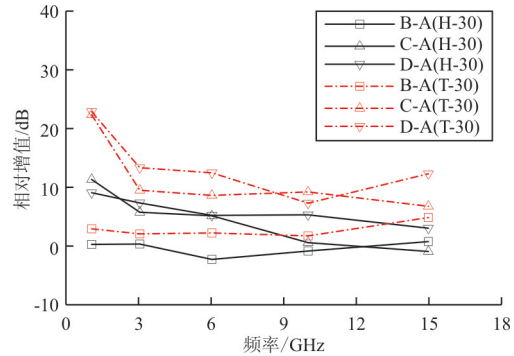


图6 相对增值频率响应曲线(H-30、T-30)

Fig. 6 Response curves of RCS relative values with frequency (H-30、T-30)

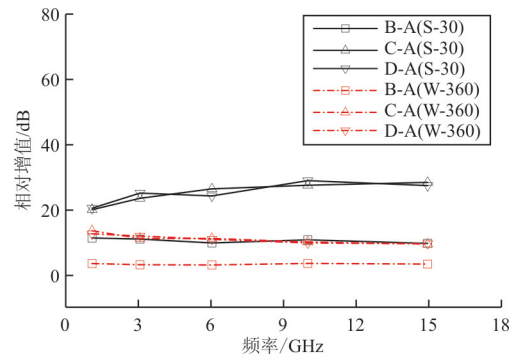


图7 相对增值频率响应曲线(S-30、W-360)

Fig. 7 Response curves of RCS relative values with frequency (S-30、W-360)

从图6~图7可以看出:随着入射电磁波频率的增加,四个角域的RCS相对增值呈不同的变化趋势,相对增值影响最为明显的是T-30,而W-360相对增值变化较小。

从图6可以看出:对H-30和T-30,频率增加时,模型B、C、D的相对增值变化趋势类似,相对增值大小依次为B、C、D,模型B最小。模型B的H-30和T-30相对增值分别在0、3dB左右振荡变化,表明座舱对H-30、T-30的电磁散射影响较小,几乎不影响该角域隐身性能,需要说明的是,在H-30,相对增值在 $-2.4\sim 1$ dB之间;增加了进气道、座舱和进气道的模型C、D则不同,二者相对增值随频率的增加有减小趋势,其中D模型的H-30和T-30在频率1 GHz时最大,T-30在20 dB以上,说明进气道对飞行器的电磁散射影响较大,且对频率较为敏感。对H-30和T-30角域,H-30角域的相对增值较大,且变化趋势较为剧烈,说明进气道尾喷口口面隐身设计影响较大,对后向的电磁

散射影响也较大。

对侧向 S-30 和周向 W-360 角域,从图 7 可以看出:相对增值变化趋势稍微不同,S-30 角域 RCS 相对增值较 W-360 大,且受频率变化的影响也较大。从相对增值幅值角度讲,S-30 角域为四个角域中最大者,结合 RCS 散射曲线图 3,座舱、进气道的出现,增加了侧向的电磁散射,甚至是镜面散射效果。对模型 B,频率增加时,S-30 的相对增值在 9.7~11.4 dB 之间,W-360 相对增值在 3.1~3.6 之间,均呈微弱振荡趋势,说明座舱尽管在一定程度上增加了电磁散射,但相对增值基本不随频率变化而变化;对模型 C、D,入射电磁波频率增加时,S-30 的相对增值逐渐增加,而 W-360 表现为较小幅度的减小趋势。观察模型 C 和 D 的相对增值变化曲线,可以看出:二者几乎重合,模型 D 表现最为突出,说明进气道、进气道及座舱的电磁散射影响基本接近,即相对进气道电磁散射贡献来讲,隐身化后的座舱电磁散射影响较小,已基本淹没在进气道的电磁散射中。

5.3 小 结

俯仰角对 RCS 相对增值变化趋势有较大影响,俯仰角增加时,模型 B 的各向角域相对增值变化不大,模型 C、D 的 H-30、T-30、W-360 相对增值震荡增加,S-30 震荡变化;在仰角 5° 时影响最大,模型 D 在 T-30 的相对增值可达 25.194 2 dB。

入射频率增加,四个模型的相对增值变化趋势不一,模型 B 的各向角域相对增值变化较小,模型 C、D 在 H-30、T-30 相对增值震荡减小,S-30 相对增值逐渐增加,W-360 呈较弱减小趋势;1 GHz 时模型 D 在 T-30 的相对增值可达 22.572 2 dB。

6 结 论

(1) 采用曲面融合技术等隐身技术的座舱和进气道不影响飞行器 RCS 曲线周向分布特性,利于实现飞行器隐身,座舱、进气道会增强侧向电磁散射,对后向有一定影响,前向无明显影响。

(2) 俯仰角增加时,座舱对各向角域相对增值影响较小,而进气道、混合座舱和进气道的部件在前向、后向、周向角域上的电磁散射相对增值呈震荡性增加趋势,侧向角域震荡变化。频率增加时,座舱的 RCS 相对增值影响较小,进气道、混合座舱

和进气道的部件在前向、后向上相对增值震荡减小,隐身性能提高。

(3) 隐身化座舱的电磁散射影响较弱,前向相对增值仅为 -2.4~1 dB,进气道、混合座舱和进气道的部件电磁散射影响较大,幅值接近,进气道引起的前向相对增值在 2~12 dB 之间。

参考文献

- [1] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
Zhang Binqian, Luo Lie, Chen Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967. (in Chinese)
- [2] Li J G M, Chen X, Zhang R. Control system design of flying-wing UAV based on nonlinear methodology[J]. Defence Technology, 2017, 13(6): 397-405.
- [3] 张乐, 周洲, 许晓平. 隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 22-30.
Zhang Le, Zhou Zhou, Xu Xiaoping. Integrated design on aerodynamic and stealthy of flying wing unmanned aerial vehicle based on stealthy inverse design method[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 22-30. (in Chinese)
- [4] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
Sang Jianhua. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [5] 刘战合, 姬金祖, 王晓璐, 等. 飞机座舱玻璃铌掺杂 ITO 镀膜工艺参数选择[J]. 航空工程进展, 2017, 8(1): 78-83.
Liu Zhanhe, Ji Jinzu, Wang Xiaolu, et al. Parameter selection of Nb-doped ITO coating process for aircraft cockpit glass[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(1): 78-83. (in Chinese)
- [6] Sevoor M V, Talapaneni S G, Sunil P, et al. Monostatic radar cross section of flying wing delta planforms[J]. Engineering Science and Technology, An International Journal, 2017, 20(2): 467-481.
- [7] 刘忠铁, 马东立, 楚亮. 复杂飞行器目标强散射区求解及 RCS 减缩[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(8): 1694-1697.
Liu Zhongtie, Ma Dongli, Chu Liang. Complex aircraft target strong scattering region solving and RCS reduction[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(8): 1694-1697. (in Chinese)
- [8] Yue K Z, Liu W L, Ji J Z, et al. Numerical simulation of RCS for carrier electronic warfare airplanes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2): 545-555.
- [9] 刘战合, 姬金祖, 王菁, 等. 飞行器表面规律分布的电磁缺陷散射机理[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(11): 2428-2433.
Liu Zhanhe, Ji Jinzu, Wang Jing, et al. Scattering mecha-

- nism of electromagnetic discontinuities regular distributed on aircraft[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(11): 2428-2433. (in Chinese)
- [10] Liu Z H, Huang P L, Gao X, et al. Multi-frequency RCS reduction characteristics of shape stealth with MLFMA with improved MMN[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(3): 327-333.
- [11] 张乐, 周洲, 许晓平. 飞翼布局无人机保形非对称 S 弯进气道设计及优化[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(11): 2682-2690.
Zhang Le, Zhou Zhou, Xu Xiaoping. Conformal asymmetry S-shaped inlet design and optimization of flying wing unmanned aerial vehicle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(11): 2682-2690. (in Chinese)
- [12] 刘战合, 王菁, 王晓璐, 等. 铌掺杂 ITO 镀膜玻璃电磁散射特性试验[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(1): 62-68.
Liu Zhanhe, Wang Jing, Wang Xiaolu, et al. Experiment on electromagnetic scattering characteristics of Nb-doped ITO coated glass[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(1): 62-68. (in Chinese)
- [13] Song J M, Chew W C. Spectral two-step preconditioning of multilevel fast multipole algorithm for the fast monostatic RCS calculation[J]. *IEEE Transaction on Antennas Propagation*, 2007, 55(8): 2268-2275.
- [14] Liu Z H, Huang P L, Wu Z, et al. Improvement and performance of parallel multilevel fast multipole algorithm[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2011, 22(1): 164-169.
- [15] Ji J Z, Huang P L. Series expansion feasibility of singular integral in method of moments[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2014, 25(3): 386-392.
- [16] 张乐, 周洲, 许晓平, 等. 飞翼无人机 3 种保形进气口进气道气动与隐身综合特性对比[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1651-1660.
Zhang Le, Zhou Zhou, Xu Xiaoping, et al. Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1651-1660. (in Chinese)

作者简介:

刘战合(1977—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器隐身设计、薄膜沉积工艺。

王菁(1991—),女,硕士,助教。主要研究方向:飞行器设计、民航飞机设计。

王晓璐(1982—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、空气动力学。

周鹏(1968—),男,硕士,教授。主要研究方向:模式识别与传感检测。

石金祥(1996—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:沈惶)

(上接第 520 页)

- [11] Dynamic modeling and analysis of a single tilt-wing unmanned aerial vehicle[C]. USA: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2015.
- [12] 曹义华. 现代直升机旋翼空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2015: 12.
Cao Yihua. Modern helicopter rotor aerodynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2015: 12. (in Chinese)
- [13] Timmer W A. Aerodynamic characteristics of wind turbine blade airfoils at high angles-of-attack [C]. Europe: 3rd EWEA Conference-Torque, 2010.
- [14] 刘丽娜, 吴国新. 基于 Hicks-Henne 型函数的翼型参数化设计以及收敛特性研究[J]. *科学技术与工程*, 2014, 14(30): 151-155.
Liu Lina, Wu Guoxin. Research on application of Hicks-Henne function in airfoil shape parameterization & convergence[J]. *Science Technology and Engineering*, 2014, 14(30): 151-155. (in Chinese)
- [15] 朱雄峰, 郭正, 侯中喜, 等. 基于动网格的翼型设计优化[J]. *国防科技大学学报*, 2013, 35(2): 1-6.
Zhu Xiong feng, Guo Zheng, Hou Zhongxi, et al. Dynamic mesh based airfoil design optimization[J]. *Journal of National University of Defense Teconology*, 2013, 35(2): 1-6. (in Chinese)
- [16] 周晨, 王志瑾, 支骄阳. 基于 Isight 的自适应翼型前缘气动优化设计[J]. *上海交通大学学报*, 2014, 48(8): 1122-1126.
Zhou Chen, Wang Zhijin, Zhi Jiaoyang. Aerodynamic optimization design of adaptive airfoil leading edge based on Isight[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2014, 48(8): 1122-1126. (in Chinese)

作者简介:

赵广(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:倾转旋翼机空气动力学。

何国毅(1968—),男,博士,副教授。主要研究方向:扑翼飞行器设计及控制、飞行器气动设计。

王琦(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器结构优化。

罗云(1993—),女,硕士研究生。主要研究方向:蜻蜓翅膀气动性能分析。

王振(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:水翼推进。

(编辑:马文静)